

9. Khalil, H. K. Universal integral controllers for minimum-phase nonlinear systems [Text] / H. K. Khalil // IEEE Transactions on Automatic Control. – 2000. – Vol. 45, Issue 3. – P. 490–494. doi: 10.1109/9.847730
10. Doyle, J. C. State-space solution to standard H_2 and H_∞ control problems [Text] / J. C. Doyle, K. Glover, P. P. Khargonekar, B. A. Francis [Text] // IEEE Transactions on Automatic Control. – 1989. – Vol. 34, Issue 8. – P. 831–847. doi: 10.1109/9.29425
11. Glover, K. Robust stabilization of linear multivariable systems: relation to approximation [Text] / K. Glover // International Journal of Control. – 1986. – Vol. 43, Issue 3. – P. 741–766. doi: 10.1080/00207178608933499
12. Hassan, L. H_∞ unknown input observers design for a class of nonlinear time-delay systems [Text] / L. Hassan, A. Zemoucke, M. Boutayer. – Preprints of 18th IFAC World Congress, 2011. – P. 3879–3884. doi: 10.3182/20110828-6-it-1002.01583
13. Han, Q. L. Robust stability of uncertain delay-differential systems of neutral type [Text] / Q. L. Han // Automatica. – 2002. – Vol. 38, Issue 4. – P. 719–723. doi: 10.1016/s0005-1098(01)00250-3
14. Ivanescu, D. On delay dependent stability of neutral systems [Text] / D. Ivanescu, S. I. Niculescu, L. Dugard, J. M. Dion // Automatica. – 2003. – Vol. 39, Issue 2. – P. 255–261. doi: 10.1016/s0005-1098(02)00227-3
15. Nguang, S. K. Robust stabilization of a class of time-delay nonlinear systems [Text] / S. K. Nguang // IEEE Transactions on Automatic Control. – 2000. – Vol. 45, Issue 4. – P. 756–762. doi: 10.1109/9.847117
16. Gao, H. A new delay systems approach to network-based control [Text] / H. Gao, G. Chen, J. Lam // Automatica. – 2008. – Vol. 44, Issue 1. – P. 39–52. doi: 10.1016/j.automatica.2007.04.020
17. Liu, J. Delay dependent robust control for uncertain switched systems with time delay [Text] / J. Liu, X. Liu, W. C. Xie // Nonlinear Analysts: Hybrid Systems. – 2008. – Vol. 2, Issue 1. – P. 81–95. doi: 10.1016/j.nahs.2007.04.001

У статті надані результати чисельного моделювання автоматичного виходу повітряного судна на друге коло при відмові двигуна. Зроблено оцінку виконання вимоги щодо повного градієнту сталого набору висоти при автоматичному виходу повітряного судна на друге коло, коли один двигун відмовив. Розроблено закон автоматичної компенсації відмови двигуна, котрий реалізовано через контур керма напрямку

Ключеві слова: вихід на друге коло, відмова двигуна, повний градієнт, руль напрямлення

В статтє представлєны результати численного моделювання автоматического ухода воздушного судна на второй круг при отказе двигателя. Выполнена оценка соблюдения требования к полному градиенту установившегося набора высоты при автоматическом уходе воздушного судна на второй круг с отказавшим двигателем. Разработан закон автоматической компенсации отказа двигателя, реализуемый через контур руля направления

Ключевые слова: уход на второй круг, отказ двигателя, полный градиент, руль направления

УДК 629.7.062
DOI: 10.15587/1729-4061.2015.43110

РАЗРАБОТКА ЗАКОНА АВТОМАТИЧЕСКОЙ КОМПЕНСАЦИИ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ ПРИ УХОДЕ САМОЛЕТА НА ВТОРОЙ КРУГ

В. С. Морозов

Аспирант

Кафедра компьютерных
информационных технологий,

Национальный авиационный университет
пр. Космонавта Комарова, 1, г. Киев, Украина, 03680

E-mail: vady.morozov89@gmail.com

С. В. Морозов

Кандидат технических наук

E-mail: free7f@meta.ua

1. Введение

При ручном пилотировании можно выделить три типовые методики ухода на второй круг самолетом [1]. Первая характеризуется программным изменением скорости на траектории набора. Вторая методика предусматривает одновременный набор и разгон по скорости. Третья методика отличается от предыдущих наличием горизонтальных участков для разгона по скорости. Данные методики ухода на 2-й круг присущи и для автоматического управления самолетом.

Автоматический уход на второй круг (2-й круг) выполняется с целью прекращения автоматического захода на посадку или автоматической посадки в случае отказа данных режимов управления или в случае невозможности их продолжения. Автоматический уход на второй круг может выполняться как со всеми работающими двигателями, так и с одним отказавшим. В случае автоматической посадки по III категории автоматический уход на второй круг должен выполняться и с отказавшим двигателем с любой точки траектории посадки [2]. Если система посадки предусматривает

автоматическое управление рулем направления, то автоматический уход на второй круг с отказавшим двигателем не должен требовать вмешательства летчика в управление полетом [3].

При автоматическом уходе на второй круг с одним отказавшим двигателем одним из заданных требований к траектории полета является требование обеспечения полного установившегося градиента набора высоты не менее чем минимально заданного.

2. Анализ литературных данных и постановка проблемы

В работе ученого Котика М. Г. [1] методика ухода на 2-й круг формируется путем задания программной скорости ухода на второй круг в зависимости от положения механизации крыла при всех работающих двигателях. В руководствах экипажам пассажирских самолетов типа Ан, Ту, Ил, Airbus, Boeing по применению режима ухода на 2-й круг в случае отказа двигателя выдаются рекомендации к программному формированию скорости для разгона и набора высоты. Программное формирование скорости ухода на 2-й круг в явном виде не учитывает оптимальную динамику разгона и набора высоты.

В работе [4] предложен алгоритм автоматического управления уходом воздушного судна (ВС) на второй круг, разработанный на основе критерия энергетического скоростного подъема при всех исправных двигателях. Однако, применение вышеназванного алгоритма при отказе двигателя не рассмотрено. В работе [5] представлен закон автоматического управления уходом на второй круг при пространственном маневре самолета и при всех работающих двигателях. Данный закон спроектирован на основе целенаправленного управления располагаемой энергией самолета для разгона по скорости и для набора высоты с учетом пространственного маневра ВС. Применение вышеназванного алгоритма при отказе двигателя в работе [5] не исследовано.

Одним из главных требований количественной оценки автоматического ухода на второй круг с одним отказавшим двигателем является обеспечение значения полного градиента установившегося набора высоты не меньше, чем его минимальное значение 2,1 % – для самолетов с двумя двигателями, 2,4 % – для самолетов с тремя двигателями, 2,7 % – для самолетов с четырьмя двигателями и более [6]. При отказе двигателя располагаемая энергия самолета уменьшается и, следовательно, перераспределение располагаемой энергии самолета для разгона и для набора высоты потребует изменения алгоритма управления траекторией полета.

3. Цель и задачи исследования

Цель исследования: при автоматическом уходе самолета на второй круг с одним отказавшим двигателем обеспечить значение полного градиента установившегося набора высоты не меньше, чем его минимальное значение.

Для достижения поставленной цели были поставлены следующие задачи:

– проанализировать влияние отказа двигателя на располагаемую энергию самолета при автоматическом уходе воздушного судна на второй круг с одним отказавшим двигателем. Выполнить количественный анализ полного и текущего градиентов набора высоты;

– определить способ измерения возмущения, вызванного отказом двигателя, и разработать метод его компенсации для обеспечения минимального полного градиента установившегося набора высоты при уходе самолета на второй круг с одним отказавшим двигателем.

4. Разработка закона автоматической компенсации отказа двигателя в канале руля направления при уходе воздушного судна на второй круг

4. 1. Анализ автоматического ухода воздушного судна на второй круг с одним отказавшим двигателем

В качестве объекта управления принимается самолет транспортного типа, характеристики которого представлены в работе [7]. Начальные условия полета определены для ВС средней массы, средней центровки и для штатной конфигурации захода на посадку. Скорость захода на посадку 270 км/ч. Высота начала ухода на второй круг назначается равной $H_{yx}=11$ м. Имитация отказа правого двигателя выполняется на высоте $H_{отк}=15$ м. Минимальный полный градиент установившегося набора высоты в случае отказа одного двигателя для четырехмоторного самолета равен 2,7 %. Численное моделирование динамики полета ВС в режиме автоматического ухода 2-й круг выполним с применением системы MatLab 2011b.

При отказе двигателя возникают дополнительные моменты и силы, что требует своевременной компенсации для обеспечения балансировки самолета. К ним относятся момент рыскания, создаваемый тягой работающего двигателя, симметричного отказавшему двигателю, и силой дополнительного сопротивления отказавшего двигателя; приращение поперечной силы вертикального оперения, обусловленного изменением бокового схода потока из-за влияния несимметричности струй двигателей; моменты крена и рыскания, создаваемые этой силой; момент крена от поперечной составляющей тяги работающего двигателя [8]. Для выполнения анализа приведенных выше возмущений на динамику полета в автоматическом режиме ухода на 2-й круг будем учитывать штатные законы автопилота путевого и поперечного каналов управления [7], а именно:

1) закон системы устойчивости и управляемости руля направления

$$\delta_H^{CUV} = K_{oy}^H W_{oy}^H(s) \omega_y + K_{ox}^H W_{ox}^H(s) \omega_x. \quad (1)$$

Здесь ω_x , ω_y – угловые скорости рыскания и крена, град/с; K_{oy}^H – передаточные числа в трактах измеряемых параметров; $W_{oy}^H(s)$ – передаточные функции корректирующих фильтров.

2) закон управления элеронами в режиме автоматической стабилизации заданного магнитного путевого угла

$$\delta_{эл}^{сав} = K_{\omega x}^{\alpha} W_{\omega x}^{\alpha}(s)\omega_x + K_{\gamma} \gamma + K_{\psi} (\psi_m - \psi_{зад}). \quad (2)$$

Здесь: $K_{\omega x}^{\alpha}$, K_{γ} , K_{ψ} – передаточные числа в трактах измеряемых параметров; $W_{\omega x}^{\alpha}(s)$ – передаточная функция корректирующего фильтра; γ – текущий угол крена, град; ψ_m – текущий магнитный путевой угол, град; $\psi_{зад}$ – заданный путевой угол, численно равный магнитному курсу взлетно-посадочной полосы, град.

В канале руля высоты применим алгоритм управления располагаемой энергией самолета на разгон по скорости и на набор высоты путем формирования заданной вертикальной скорости [5]:

$$V_{узад} = K_p(\gamma, V_{урасп}) V_{урасп}, \quad (3)$$

где $V_{урасп} = n_{ха} V_k$, (4)

$$K_p(\gamma, V_{урасп}) = \frac{K_1(\gamma)}{\cos \gamma} K_2(V_{урасп}). \quad (5)$$

Здесь: $K_p(\gamma, V_{урасп})$ – коэффициент распределения располагаемой энергии самолета; $V_{урасп}$ – располагаемая вертикальная скорость, м/с; $n_{ха}$ – тангенциальная перегрузка; V_k – земная скорость, м/с; $K_1(\gamma)$, $K_2(V_{урасп})$ – коэффициенты корректировки располагаемой энергии воздушного судна для одновременного разгона по скорости и для набора высоты.

Для обеспечения реализации закона (3) применяется аналитический регулятор вертикальной скорости в канале руля высоты, ранее предложенный в работе [9], а именно:

$$\Delta \delta_b^{сав} = K_b^V(M) \Delta V + K_b^{\theta}(M) \Delta \vartheta + K_b^{\omega z}(M) \Delta \omega_z + K_b^{ny}(M) \Delta n_y + K_b^{Vy}(M) \Delta V_y + K_b^{\dot{V}y}(M) \frac{1}{S} \Delta V_y. \quad (6)$$

Здесь: $\Delta \delta_b^{сав}$ – отклонение руля высоты системой автоматического управления, град; ΔV , $\Delta \vartheta$, $\Delta \omega_z$, Δn_y – отклонения параметров полета от их заданных значений соответственно по приборной скорости, углу тангажа, угловой скорости тангажа, нормальной перегрузке; $\Delta V_y = V_y - V_{узад}$ – отклонение текущей вертикальной скорости от заданной вертикальной скорости (3); $K_b^V(M)$, $K_b^{\theta}(M)$, $K_b^{\omega z}(M)$, $K_b^{ny}(M)$, $K_b^{Vy}(M)$, $K_b^{\dot{V}y}(M)$ – передаточные числа в трактах параметров полета, корректируемые по числу М.

На рис. 1–11 представлены результаты численного моделирования процесса автоматического ухода на второй круг при всех работающих двигателях и при отказе правого двигателя. Динамика отказа правого двигателя показана на рис. 1, 2. Полный градиент набор высоты рассчитывается по формуле (7) с учетом угла атаки и угла установки двигателя [3]:

$$\eta_{пол} = \arctg \left(\frac{P \cos(\alpha + \phi_{дв}) \cos \gamma}{mg} - \frac{1}{K} \right) \cdot 100 \%. \quad (7)$$

Здесь: m – масса самолета, кг; K – аэродинамическое качество самолета с учетом авторотации от-

казавшего двигателя и балансировочных потерь; $\phi_{дв}$ – угол установки двигателя.

Текущий градиент набор высоты рассчитывается по формуле:

$$\eta = \arctg \Theta \cdot 100 \%, \quad (8)$$

где Θ – текущий угол наклона траектории, град.

Анализ параметров продольного движения показывает следующее (рис. 1–9):

1) уменьшение полного градиента установившегося набора высоты $\eta_{пол}$ на 7–9 % и текущего градиента η – на 4–5 % (рис. 3, 4);

2) «вялый» разгон самолета по скорости и набор высоты (рис. 5, 6).

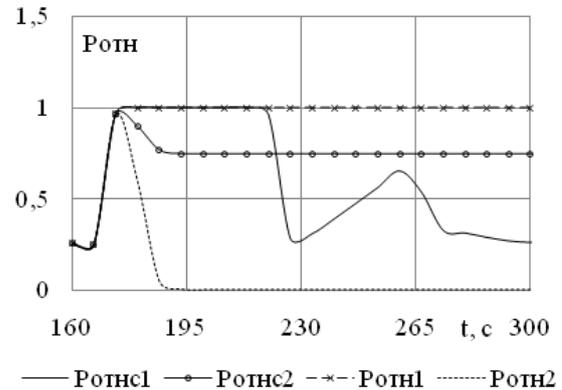


Рис. 1. Суммарная относительная сила тяги при двух работающих двигателях $P_{отнс1}$ и при отказе правого двигателя $P_{отнс2}$. Текущие относительные тяги левого и отказавшего правого двигателя соответственно $P_{отн1}$ и $P_{отн2}$

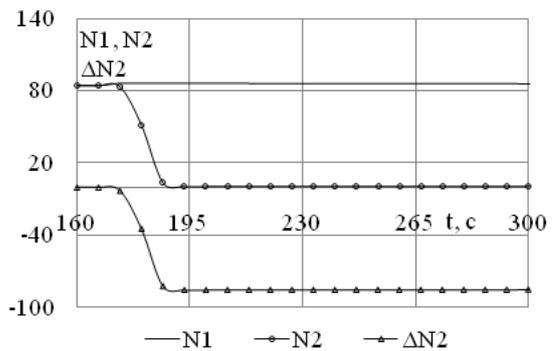


Рис. 2. Обороты вентилятора низкого давления левого двигателя N_1 и отказавшего правого двигателя N_2 . Разница оборотов вентиляторов низкого давления левого двигателя и отказавшего правого двигателя ΔN

Относительная тяга двигателей рассчитывается по формуле:

$$P_{отн} = \frac{P}{P_{взл}}. \quad (9)$$

Здесь: P – текущая сила тяги двигателя, Н; $P_{взл}$ – сила тяги двигателя в режиме «Взлет», Н.

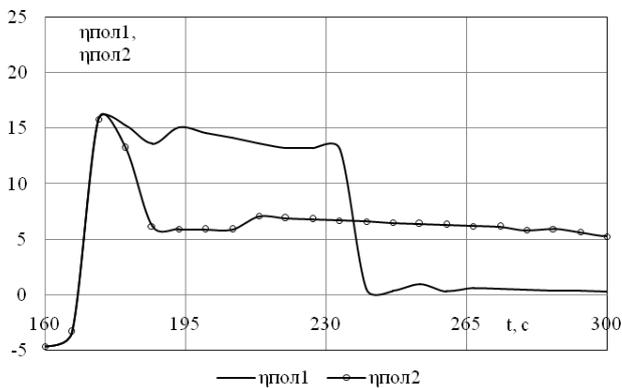


Рис. 3. Полный градиент $\eta_{пол1}$ при двух работающих двигателях, полный градиент $\eta_{пол2}$ при отказе правого двигателя

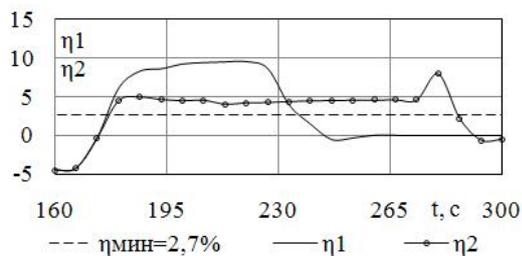


Рис. 4. Нормируемый минимальный градиент $\eta_{мин}$ при отказе двигателя, текущий градиент η_1 при двух работающих двигателях, текущий градиент η_2 при отказе правого двигателя

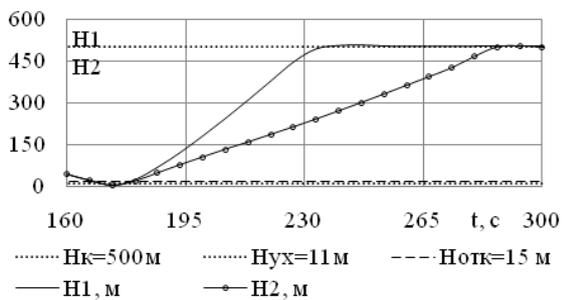


Рис. 5. Заданная высота ухода на 2-й круг H_k , текущие высоты при двух работающих двигателях H_1 и при отказе правого двигателя H_2 , высота начала ухода на 2-й круг $H_{ух}$, высота отказа правого двигателя $H_{отк}$

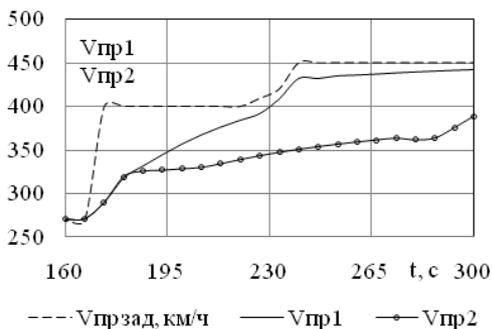


Рис. 6. Заданная приборная скорость $V_{прзад}$ ухода на 2-й круг. Текущие приборные скорости при двух работающих двигателях $V_{пр1}$ и при отказавшем правом двигателе $V_{пр2}$

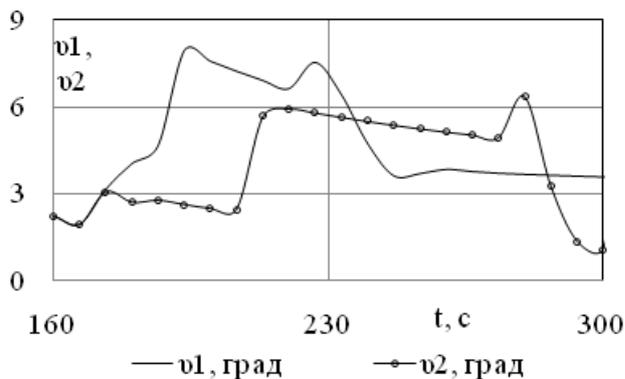


Рис. 7. Текущий тангаж v_1 при двух работающих двигателях, текущий тангаж v_2 при отказе правого двигателя

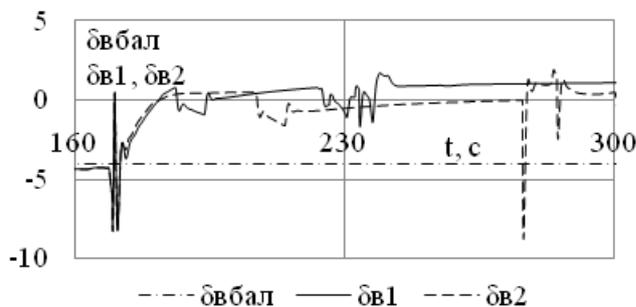


Рис. 8. Отклонение руля высоты соответственно при двух работающих двигателях $\delta_{в1}$ и при отказавшем правом двигателе $\delta_{в2}$

Анализ параметров бокового движения показывает (рис. 9–12):

1) отрицательное скольжение 3^0-4^0 (рис. 9), что вызывает дополнительное увеличение лобового сопротивления и, как следствие, *дополнительное уменьшение полного и текущих градиентов набора высоты* (рис. 3, 4);

2) отклонение руля направления в сторону исправных двигателей (рис. 10);

3) левый крен в сторону исправных двигателей (рис. 11);

4) положительное отклонение элеронов (рис. 12).

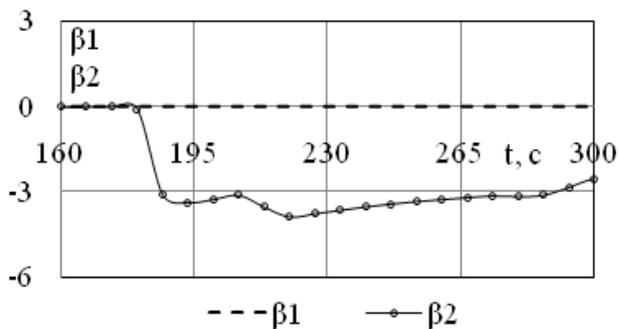


Рис. 9. Текущие углы скольжения при двух работающих двигателях β_1 и при отказавшем правом двигателе β_2

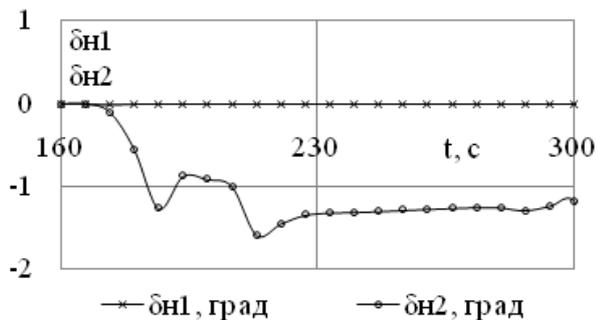


Рис. 10. Отклонение руля направления соответственно при двух работающих двигателях $\delta_{н1}$ и при отказавшем правом двигателе $\delta_{н2}$

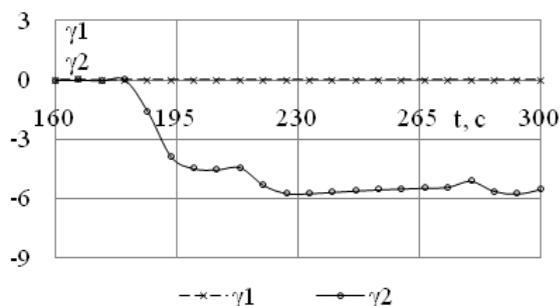


Рис. 11. Текущие углы крена соответственно при двух работающих двигателях γ_1 и при отказавшем правом двигателе γ_2

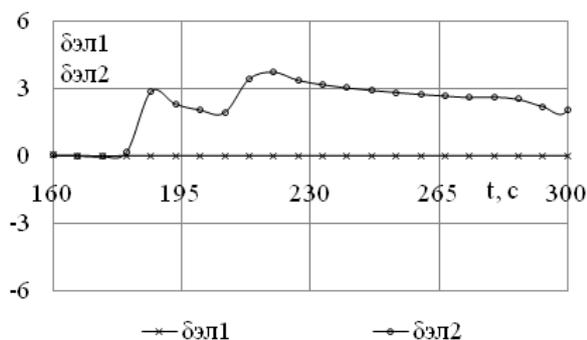


Рис. 12. Отклонение элеронов соответственно при двух работающих двигателях $\delta_{эл1}$ и при отказавшем правом двигателе $\delta_{эл2}$

Из приведенного выше анализа следует, что полет самолета со скольжением близким к нулю будет способствовать увеличению полного и текущего градиентов установившегося ухода на 2-й круг.

4. 2. Закон автоматической компенсации отказа двигателя в канале руля направления

Для обеспечения компенсации скольжения используем канал руля направления с дополнительным параметром, характеризующим отказ двигателя, так называемым эквивалентом тяги.

В качестве эквивалента тяги на различных типах двигателей используются следующие параметры [10]:

- степень повышения давления за турбиной, двигатели RB-221;
- степень повышения давления за компрессором, двигатели Д-436-148;

- давление масла в винтовой группе турбовинтовых двигателей;
- обороты компрессора низкого давления, двигатели СНТК им. Кузнецова;
- обороты компрессора высокого давления, двигатели ПС-90А;
- положение рычагов управления двигателями, двигатели Д-436-334.

В качестве эквивалента тяги двигателя зададимся оборотами ротора вентилятора низкого давления двигателя. Текущие заданные значения оборотов ротора вентилятора низкого давления («уставка» двигателя) для левого и правого двигателей обозначим соответственно как N_1, N_2 .

Отклонения текущих заданных значений оборотов вентилятора низкого давления N_1, N_2 определяются по отношению к значениям оборотов вентилятора низкого давления двигателей в режиме «Полетный малый газ» $N_{1пмг}, N_{2пмг}$:

– для правого двигателя

$$\Delta \bar{N}_2 = N_2 - N_{2пмг}, \tag{10}$$

– для левого двигателя

$$\Delta \bar{N}_1 = N_1 - N_{1пмг}. \tag{11}$$

Асимметрия тяг двигателей определяется разницей в отклонениях заданных оборотов роторов вентиляторов низкого давления для левого и правого двигателей, а именно

$$\Delta N = \Delta \bar{N}_2 - \Delta \bar{N}_1. \tag{12}$$

Синтез закона автоматической компенсации отказа двигателя основываем на принципе прямого (непосредственного) измерения возмущений и их применении в контуре управления руля направления. Измеренными возмущениями, характеризующими отказ двигателя, являются отклонение заданных оборотов роторов вентиляторов низкого давления для левого и правого двигателей (12), а также боковая перегрузка в направлении отказавшего двигателя.

Тогда, закон управления (1) дополним сигналом автоматической компенсации отказа двигателя $\delta_{комп}$, обеспечивающим инвариантность к измеряемым возмущениям, а именно:

$$\delta_n = \delta_n^{сyy} + \delta_{комп}. \tag{13}$$

Закон автоматической компенсации отказа двигателя имеет вид:

$$\delta_{комп} = F_{оп}^{бал} \left(\frac{1}{S} \delta_{бал}^{рн} \right) + \delta_{поз}^{рн}, \tag{14}$$

где $F_{оп}^{бал} \left(\frac{1}{S} \delta_{бал}^{рн} \right)$ – функция ограничения интеграла балансирующего сигнала; $\delta_{бал}^{рн}, \delta_{поз}^{рн}$ – соответственно балансирующий и позиционный сигналы автоматической компенсации отказа тяги двигателя.

Балансирующий сигнал автоматической компенсации $\delta_{бал}^{рн}$ формируется в зависимости от того какой двигатель отказал, а также от направления и величины текущей боковой перегрузки, а именно:

1) при отказе правого двигателя и положительной боковой перегрузке

$$\delta_{\text{бал}}^{\text{PH}} = F_1(K_{\Delta N} \Delta N) \cdot K_1(n_z), \tag{15}$$

где

$$F_1(K_{\Delta N} \Delta N) = \begin{cases} K_{\Delta N} \Delta N, & \text{при } \Delta N > 0; \\ 0, & \text{при } \Delta N \leq 0, \end{cases} \tag{16}$$

$$K_1(n_z) = \begin{cases} 1, & \text{при } n_z \geq 0,1; \\ 10n_z, & \text{при } 0 < n_z < 0,1; \\ 0, & \text{при } n_z \leq 0, \end{cases} \tag{17}$$

$K_{\Delta N}$ – коэффициент усиления;

2) при отказе левого двигателя и отрицательной боковой перегрузке n_z

$$\delta_{\text{бал}}^{\text{PH}} = F_2(K_{\Delta N} \Delta N) \cdot K_2(n_z) \tag{18}$$

где

$$F_2(K_{\Delta N} \Delta N) = \begin{cases} K_{\Delta N} \Delta N, & \text{при } \Delta N < 0; \\ 0, & \text{при } \Delta N \geq 0, \end{cases} \tag{19}$$

$$K_2(n_z) = \begin{cases} -1 & \text{при } n_z \leq 0,1; \\ -10n_z & \text{при } -0,1 < n_z < 0; \\ 0 & \text{при } n_z \geq 0. \end{cases} \tag{20}$$

Позиционный сигнал компенсации отказа одного двигателя, имеет вид:

$$\delta_{\text{поз}}^{\text{PH}} = K_{\text{поз}} \frac{T_{\text{изодр}}(V_{\text{пр}})s}{T_{\text{изодр}}(V_{\text{пр}})s + 1} \Delta N. \tag{21}$$

Здесь: $K_{\text{поз}}$ – коэффициент усиления; $T_{\text{изодр}}$ – постоянная времени «изодрома», которая увеличивается при уменьшении текущей приборной скорости полета $V_{\text{пр}}$.

Закон позиционной компенсации (15) обеспечивает парирование отказа двигателя при изменении оборотов роторов вентиляторов низкого давления для левого и правого двигателей.

Автоматическая компенсация отказа двигателя в процессе ухода самолета на 2-й круг обеспечивается совместной работой следующих алгоритмов управления, а именно: в канале руля направления алгоритм с законами управления (13)–(21); в канале руля высоты алгоритм с законами управления (3)–(6); в канале тяги – режим «Взлет» с последующей стабилизацией заданной приборной скорости; в канале элеронов применяется закон управления (2).

На рис. 13–16 представлены результаты численного моделирования автоматического ухода воздушного судна на 2-й круг.

Анализ параметров продольного движения показывает (рис. 13–16):

1) улучшенную динамику разгона самолета по скорости и в наборе высоты (рис. 13, 14);

2) увеличение полного градиента установившегося набора высоты с отказавшим двигателем на 2–3 % по сравнению с полетом при штатном законе управления руля направления (1) (рис. 15);

3) увеличение текущего градиента установившегося набора высоты на 2 % (рис. 16).

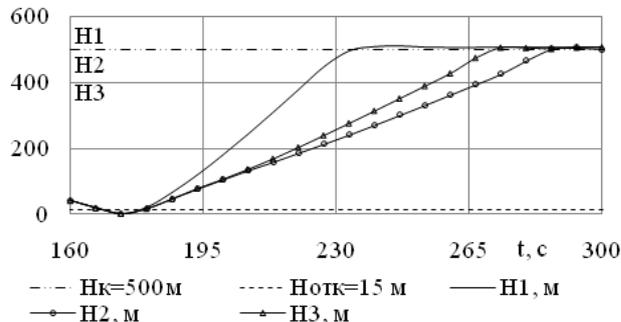


Рис. 13. Текущая высота без автоматической компенсации отказа правого двигателя H2 и соответственно с учетом автоматической компенсации отказа правого двигателя H3

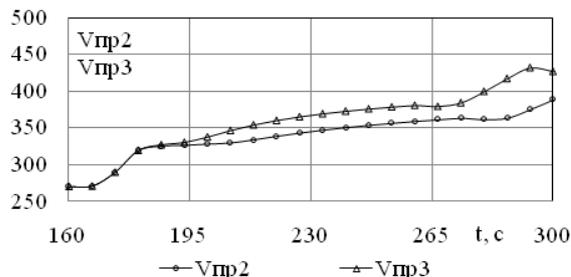


Рис. 14. Текущая приборная скорость $V_{\text{пр}2}$ без автоматической компенсации отказа правого двигателя и соответственно с учетом автоматической компенсации $V_{\text{пр}3}$

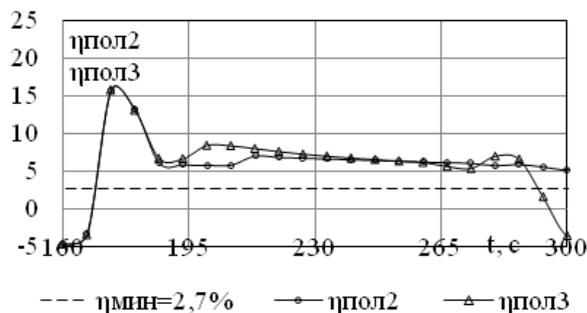


Рис. 15. Полный градиент $\eta_{\text{пол}2}$ без автоматической компенсации отказа правого двигателя и соответственно с учетом автоматической компенсации $\eta_{\text{пол}3}$

Анализ параметров бокового движения показывает (рис. 17–20):

1) фактическое следование отклонения руля направления за отклонением заданных оборотов роторов вентиляторов низкого давления для левого и правого двигателей (рис. 17);

2) уменьшение скольжения и угла крена, что способствует увеличению полного и текущего градиентов установившегося набора высоты (рис. 18, 19).

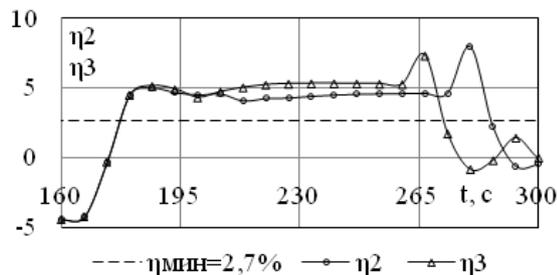


Рис. 16. Текущий градиент η_2 без автоматической компенсации отказа правого двигателя и соответственно с учетом автоматической компенсации η_3

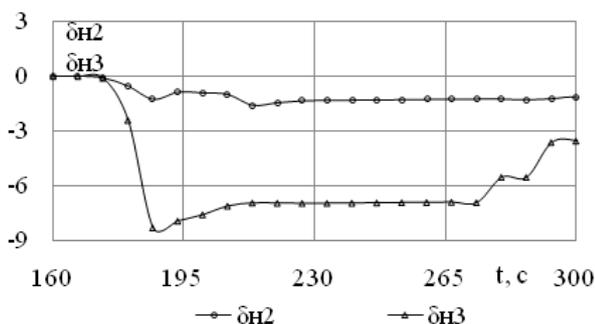


Рис. 17. Текущие отклонения руля направления $\delta_{н2}$ и $\delta_{н3}$ соответственно без автоматической компенсации отказа правого двигателя и с учетом автоматической компенсации

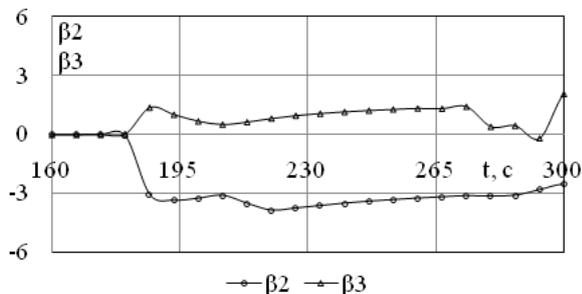


Рис. 18. Углы скольжения β_2 и β_3 соответственно без автоматической компенсации отказа правого двигателя и с учетом автоматической компенсации

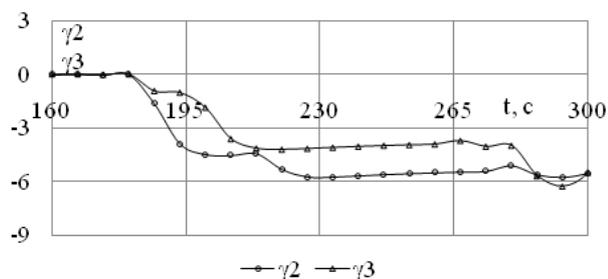


Рис. 19. Текущие углы крена γ_2 и γ_3 соответственно без автоматической компенсации отказа правого двигателя и с учетом автоматической компенсации

Из приведенных выше результатов исследования автоматической компенсации отказа двигателя в процессе автоматического ухода самолета на второй круг можно сделать следующие выводы.

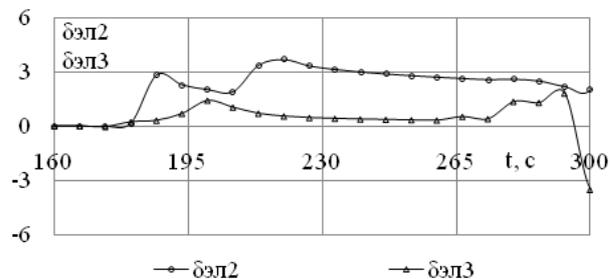


Рис. 20. Текущие отклонения элеронов $\delta_{эл2}$ и $\delta_{эл3}$ соответственно без автоматической компенсации отказа правого двигателя и с учетом автоматической компенсации

5. Выводы

Автоматический уход самолета на второй круг с одним отказавшим двигателем без учета компенсации отказа характеризуется уменьшением полного градиента установившегося набора высоты на 7–9 % и текущего градиента на 4–5 %, а также «вялым» разгоном самолета по скорости и набором высоты.

Синтез закона автоматической компенсации отказа двигателя основан на принципе прямого (непосредственного) измерения возмущений и их применении в контуре управления руля направления.

Разработанный закон автоматической компенсации отказа двигателя в канале руля направления:

1) использует измеренное возмущение отказа двигателя как разницу эквивалента тяг двигателей;

2) отклоняет руль направления строго в направлении исправного двигателя по информации одновременно о боковой перегрузке и о разнице эквивалента тяг двигателей;

3) компенсирует угол скольжения, обусловленный отказом двигателя, и тем самым увеличивает запас полного установившегося градиента набора высоты на 2–3 % при уходе самолета на второй круг с одним отказавшим двигателем.

Литература

1. Котик, М. Г. Динамика взлета и посадки самолетов [Текст] / М. Г. Котик. – М.: Машиностроение, 1984. – 256 с.
2. Advisory Circular. Criteria for approval of category III weather minima for take off, landing, and rollout. AC120-28D [Text] / FAA, 1999. – 91 p.
3. Certification Specifications for All Weather Operations CS-AWO [Text] / EASA, 2003. – 67 p.
4. Морозов, С. В. Автоматичний вихід літака на друге коло за критерієм енергетичного швидкісного підйому [Текст] / С. В. Морозов // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2008. – №2 (58). – С. 68–74.
5. Морозов, В. С. Закон управління наявною енергією повітряного судна під час автоматичного виходу на друге коло [Текст] / В. С. Морозов // Проблеми інформатизації та управління: сб. научних работ – 2015. – Вып. 2 (50). – С. 60–72.

6. Руководство по сертификации самолетов транспортной категории в части средств автоматического управления на соответствие требованиям АП-25. Часть 1 [Текст] / М.: ЛИИ им. М.М. Громова, 1991. – 25 с.
7. Пахненко, В. Л. Особенности практической аэродинамики самолета Ан-124 [Текст] / В. Л. Пахненко, О. Н. Трюхан, Ю. Г. Савченков. – К. : КВВАИУ, 1992. – 112 с.
8. Динамика полета [Текст]: учеб. пос. / А. В. Ефремов, В. Ф. Захарченко, В. Н. Овчаренко и др.; под общ. ред. Г. С. Бюшгенса. – М.: Машиностроение, 2011. – 776 с.
9. Морозов, В. С. Аналитическое конструирование регулятора вертикальной скорости для обеспечения автоматического управления уходом на второй круг пассажирского самолета [Текст] / В. С. Морозов // Проблемы информатизации и управления: сб. научных работ. – 2015. – Вып. 1 (49). – С. 70–77.
10. Борисенко, Ю. Г. Основные принципы автоматизации управления тягой современных самолетов [Текст] / Ю. Г. Борисенко, А. Г. Кузнецов // Труды Московского института электромеханики и автоматики. Навигация и управление летательными аппаратами. – 2010. – Вып. 2. – С. 10–16.